

НАУЧНО-УЧЕБНЫЙ ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ АВТОМАТИЗАЦИИ НАЧАЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ПОРШНЕВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Григорьев А.В., Григорьев В.А., Ковылов Ю.Л.
Самарский государственный аэрокосмический университет, г. Самара

Известно, что работа по совершенствованию и повышению эффективности любого авиадвигателя ведется на протяжении всего его жизненного цикла. Но наиболее существенными и значимыми являются решения, принимаемые на начальном этапе проектирования, когда выбирается тип, схема и параметры рабочего процесса двигателя, согласуются его характеристики с характеристиками летательного аппарата (ЛА), выполняются корректировки принимаемых решений с учётом многоцелевого назначения ЛА и двигателя, всевозможных проектных ограничений и неопределённостью исходных данных.

Затраты средств на этом этапе не превышают 6...10% суммарных затрат за весь жизненный цикл двигателя [1]. Поскольку 50...70% общих причин дефектов готовой машиностроительной продукции связано с «ошибками» в проектно-конструкторских решениях [1], их исправление на стадии подготовки техдокументации обходится гораздо дешевле, чем на стадии опытной доводки и, тем более, серийного производства и эксплуатации. Отсюда со всей очевидностью следует необходимость совершенствования стратегии и методики начального этапа проектирования поршневых двигателей (ПД).

При традиционном подходе к проектированию выбор и оценку основных параметров ПД выполняют при условии удовлетворения технического задания со стороны разработчиков транспортного средства. Причём оценка совершенства и эффективности ПД выполняется по двигательным критериям: литровой мощности - N_l , литровой массе - G_l и удельному эффективному расходу топлива - C_e . Взаимоувязка основных характеристик двигателя с потребными характеристиками ЛА производится на стадии опытной доводки, когда облик двигателя и его рабочий процесс в основном уже сформированы.

Если учесть, что срок создания авиадвигателя в среднем на 3...5 лет больше срока создания соответствующего ЛА, то следует признать, что изложенная стратегия разработки этого сложного технического объекта обладает существенными недостатками:

- варианты проектных решений ограничиваются рамками спущенного ТЗ;
- доводка ЛА ведется в отрыве от создаваемой СУ;

- велика вероятность того, что летные испытания ЛА по «полной программе» (т.е. с проверкой целевого назначения ЛА, дальности его полёта и реальных условий эксплуатации) выявят их несоответствие друг другу по каким-либо существенным параметрам.

Между тем в области создания авиационных ГТД достаточно глубоко разработан системный подход [3...7] к этапу начального проектирования, когда двигатель рассматривается в системе ЛА и показателями его эффективности являются лётно-технические и технико-экономические критерии ЛА. Использование системного подхода к проектированию с одной стороны влечёт за собой дополнительные затраты, поскольку может быть реализован лишь при широком использовании методов математического моделирования, но, с другой стороны, этот подход в наибольшей степени отвечает требованиям автоматизации процесса проектирования и повышает достоверность оптимизации и выбора рациональных значений параметров двигателя.

В данной работе предпринята попытка использовать богатейший опыт автоматизированного начального проектирования ГТД в области начального проектирования авиационных ПД. Очевидно, что даже при применении такого опыта решить все возникающие задачи в полной мере с первой попытки не представляется возможным. Но чтобы уже на этом этапе работы получить результаты, позволяющие оценить эффективность системного подхода, было принято решение о разработке научно-учебного варианта САПР, особенностью которого являются упрощенные математические модели. При этом рассматривается ограниченное количество типов и схем двигателей и считается допустимым использовать в более широком диапазоне значений статистическую, накопленную для определённого семейства двигателей.

Создание научно-учебного программного комплекса, реализующего принцип опережающего (для предполагаемого ЛА) [4,5] проектированию ПД потребовало разработки или применения метода согласования параметров ПД и ЛА, метода оптимизации и выбора значений параметров рабочего процесса ПД в условиях неопределённости исходных данных и многокритериальной оценки ЛА. Сформированная методика базируется на алгоритмических математических моделях:

- аэродинамики и массы ЛА;
- теплового расчёта ПД, расчёта его характеристик;
- массы силовой установки с ПД;
- полёта по траектории;
- критериев эффективности.

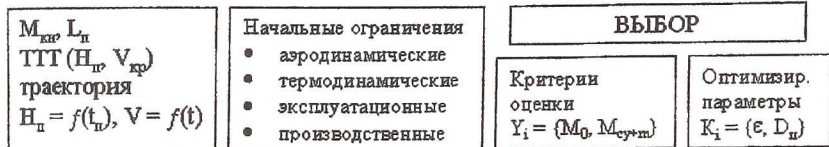
В качестве критериев эффективности авиационного ПД приняты [6,7]: взлётная масса ЛА - M_0 , удельные затраты топлива ЛА -

$C_{\text{ткм}}$, суммарная масса силовой установки и топлива - $M_{\text{су+т}}$. Группа экономических критериев пока не рассматривается, поскольку в условиях современной отечественной экономики методики их расчета пока не стабилизировались.

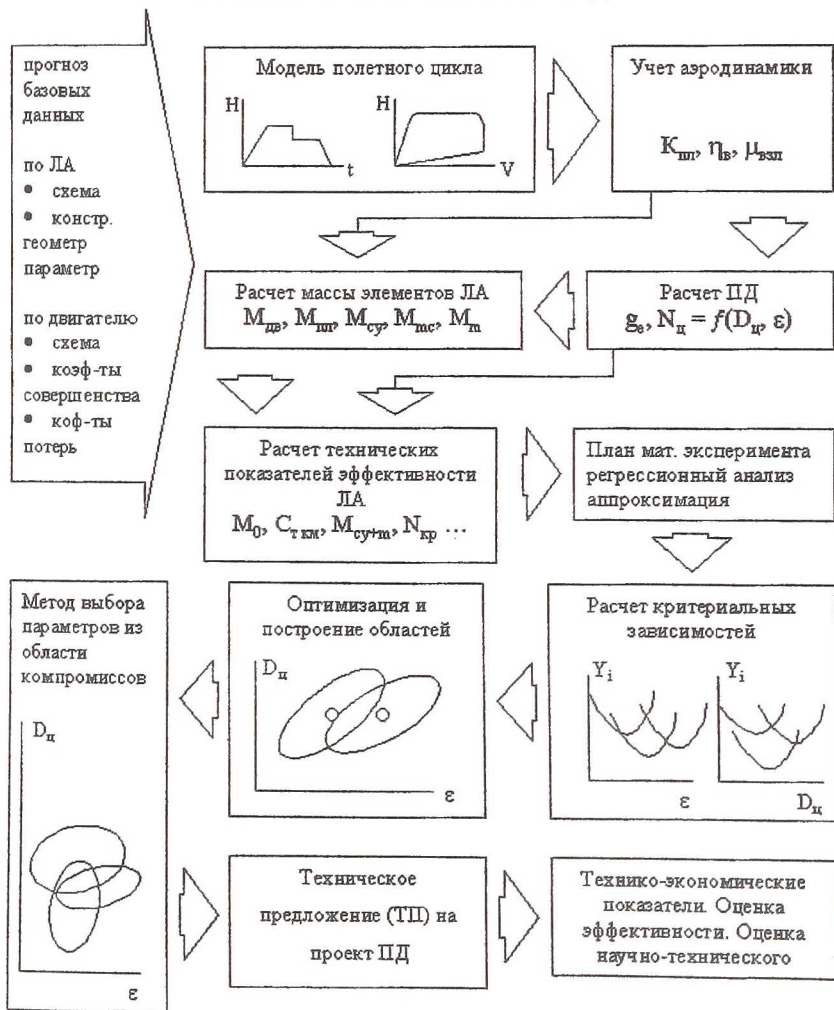
Исходным условием согласования параметров ПД и ЛА является равенство потребной (для ЛА) и располагаемой (для СУ) тяг на всех регламентируемых режимах полёта и обеспечение выполнения ЛА своего функционального назначения ($L_{\text{п}}$, $M_{\text{кн}}$ и т.п.). К факторам, влияющим на величину потребной тяги, относятся не только параметры ЛА (взлётная и полётная массы, нагрузка на крыло M/S , аэродинамические и массовые характеристики планера и т.п.), но и параметры рабочего процесса ПД, определяющие на начальном этапе проектирования массу СУ, величину массы топлива на ЛА, габариты СУ, влияющие в конечном итоге на баланс масс и аэродинамику ЛА. Концепция оптимального согласования параметров ЛА и двигателя исходит из необходимости рационального решения основной проектной задачи - обеспечить с максимальной эффективностью транспортировку ЛА заданной полезной нагрузкой $M_{\text{кн}}$ на заданную дальность $L_{\text{п}}$, при заданных условиях полёта ($H_{\text{п}}$, $V_{\text{кр}}$). Схема такого подхода показана на рис.1. Оптимальное согласование характеристик ЛА и ПД можно осуществить, если установлены влияние и взаимосвязь параметров рабочего процесса на характеристики эффективности ЛА. Это означает, что необходима разработка системы математических моделей, учитывающих условия функционирования (полётный цикл, регламентируемые режимы). Такая система должна определять аэродинамические и массовые характеристики ЛА, термодинамические и массовые характеристики СУ, запасы топлива на борту, технико-экономические показатели эффективности системы ПД-ЛА.

На этапе начального проектирования ПД для предполагаемого ЛА целесообразно использовать вариант получения эффекта в балансе масс ЛА [5], когда масса планера, коммерческой нагрузки и дальность полёта принимаются постоянными, а $M_0 = \text{var}$ и задачей проекта является её минимизация. В этом случае в алгоритме расчёта критериев оптимизации двигателя [5] возникает ряд задач, решение которых для ПД имеют свою специфику.

ПОСТАНОВКА ПРОЕКТНОЙ ЗАДАЧИ



ОСНОВНЫЕ МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ



Это в частности:

- выбор параметров ПД, подлежащих оптимизации;
- разработка зависимости массы ПД от проектных параметров;
- выбор расчётной единицы, аналогичной $G_B = 1$ кг/с для термодинамического расчёта ГТД;
- выбор расчётного (проектного) режима работы двигателя;
- расчёт мощности и удельного расхода топлива по траектории полета, т.е. разработка математической модели дроссельной характеристики ПД.

Поскольку мощность – N_e и частота вращения вала – n ПД обычно являются "внешними" относительно двигателя параметрами, т.к. они задаются режимом полёта ЛА, то параметры оптимизации двигателя следует отыскивать, анализируя удельные показатели его работы: $G_{\text{л}}, N_{\text{л}}$ и C_e .

Литровая масса двигателя зависит от размеров цилиндра (и в первую очередь от $D_{\text{ц}}$), от максимального давления в цикле – P_z , которое в свою очередь, определяется степенью сжатия ϵ , от назначения и конструктивного совершенства двигателя.

Литровая мощность $N_{\text{л}}$ полностью определяется величиной среднего эффективного давления:

$$P_e = P_i \cdot \eta_m.$$

Среднее индикаторное давление (для двигателей с искровым зажиганием)

$$P_i = \frac{P_n \cdot \pi_k \cdot \sigma_{\text{выпуск}}}{\epsilon^{n_1} \cdot (\epsilon - 1)} \left[\frac{\lambda}{n_2 - 1} \left(1 - \frac{1}{\epsilon^{n_2 - 1}} \right) - \frac{1}{n_1 - 1} \left(1 - \frac{1}{\epsilon^{n_1 - 1}} \right) \right]$$

зависит от степени сжатия – ϵ , наддува π_k и показателей, характеризующих совершенство организации рабочего процесса – $\lambda = P_z/P_c$, n_1 , n_2 , $\sigma_{\text{выпуск}}$.

Коэффициент механических потерь – η_m зависит от средней скорости поршня $V_{\text{п.ср}}$, которая при заданных оборотах n определяется ходом поршня S . Поскольку для известного типа двигателя величина $S/D_{\text{ц}}$ изменяется незначительно, то ход S практически полностью определяется величиной $D_{\text{ц}}$.

Удельный расход топлива:

$$C_e = \frac{3600}{H_n \eta_e}, \text{ где } \eta_e = \eta_i \cdot \eta_m.$$

Если для авиационных ПД использовать известную формулу М.М. Масленникова:

$$\eta_i = \left(1 - \frac{1}{\varepsilon^m}\right) \cdot \eta_D \cdot \eta_k \cdot \eta_w \cdot \eta_\alpha ;$$

то можно сделать вывод, что C_e будет определяться величинами ε и $D_{ц}$, которые выбираются на начальном этапе проектирования двигателя. Остальные коэффициенты (формы камеры сгорания η_k , скругления индикаторной диаграммы η_w , состава смеси η_α) либо мало меняются, либо определяются режимом работы ПД.

Таким образом, изложенный краткий анализ приводит к однозначному выводу, что основными параметрами оптимизации для авиационных ПД могут служить степень сжатия ε и диаметр цилиндра $D_{ц}$.

Зависимости массы ПД ($M_{дв}$) от выбранных параметров ε и $D_{ц}$ в настоящее время изучены недостаточно, поэтому для априорной оценки этой величины был выполнен анализ статистической информации, опубликованной в работах /9, 10/. Аппроксимация статистики в диапазоне $\varepsilon = 6,5 \dots 10,5$ и $D_{ц} = 125 \dots 140$ даёт зависимость

$$M_{дв} = \left[(D_{ц} - 125)^3 \cdot 0,005 + 37 \right] \left\{ 0,03 \left[\varepsilon - (110 \cdot D_{ц}^{-0,5} - 1,8) \right]^2 + 1 \right\} z_{ц}^{0,9},$$

где $z_{ц}$ — количество цилиндров двигателя.

Фактические зависимости массы ПД от его параметров более сложны и безусловно зависят от большего числа факторов, чем учтено в указанной выше статистической модели. Поэтому ее можно использовать только на этапах начального проектирования при поиске оптимальных параметров ПД.

Ещё одной новой задачей в данной работе стал выбор расчётной единицы. Известно, что в термогазодинамических расчётах ГТД вначале вычисляются удельные параметры (в расчёте на расход воздуха через двигатель 1 кг/с), а затем, исходя из потребной мощности (или тяги), определяется действительный расход воздуха. Для ПД, когда величина n известна, а выбирается $D_{ц}$, т.е. при заданном значении числа цилиндров $Z_{ц}$ - литраж двигателя, принимать в качестве расчётной единицы $G_B = 1$ кг/с не имеет смысла.

Поэтому в данной работе предлагается в качестве такой единицы использовать $Z_{ц} = 1$. Тогда количество цилиндров определяется по результатам теплового расчёта одного цилиндра и по величине по-

требной мощности ПД. В этом случае в поле координат параметров оптимизации ПД следует рассчитывать и наносить изолинии, соответствующие целому числу цилиндров, что является способом выделения в области компромиссных решений реальных вариантов проекта, т.е. выбора рациональных параметров.

При выборе режима работы ПД, на котором целесообразнее всего проводить оптимизацию проектных параметров, в данной работе для вариантов ЛА с ПД, предназначенном для перевозки пассажиров и грузов, в качестве проектного был принят крейсерский режим, т.к. он определяет запас топлива на борту. Поскольку на величину критериев эффективности ЛА оказывает влияние не только расход топлива, но и масса двигателя, то её следует рассчитывать на наиболее напряжённом режиме - взлётном.

Для расчёта массы израсходованного топлива с учётом работы двигателя на различных режимах требуется знание изменения C_e по дроссельной (винтовой) характеристике. В литературе не обнаружено методов расчёта этой зависимости, поэтому для разрабатываемого учебного варианта САПР авиационных ПД был предложен и разработан способ её расчёта в первом приближении. Кратко суть его состоит в том, что расчёт винтовой характеристики ПД осуществляется на основе методики теплового расчёта. Отличие состоит в том, что в начале рассчитывается изменение N_e по внешней (скоростной) характеристике, определяется значение $N_{e\text{расч}}$ и соответствующая ей частота вращения коленчатого вала. Затем рассчитывается коэффициент воздушного винта $A = N_{e\text{расч}}/n^3$. При известной величине A по формуле $N_n = A/n^3$ определяется изменение потребной мощности винта. В каждой расчётной точке по частоте вращения коленчатого вала происходит определение удельного эффективного расхода топлива и мощности двигателя, нагруженного винтом, путём последовательных приближений при изменении значений коэффициентов, учитывающих гидравлическое сопротивление впускной системы ПД.

Изложенные особенности структуры и отдельных элементов системы автоматизации начального этапа проектирования авиа ПД нашли своё отражение в разработанном программном комплексе. В целом этот комплекс состоит из 4-х блоков: тепловой расчёт, расчёт массива критериев эффективности в зависимости от проектных параметров, расчёт вспомогательных функций, расчёт зон компромиссов. Возможности этого комплекса можно проиллюстрировать следующим примером.

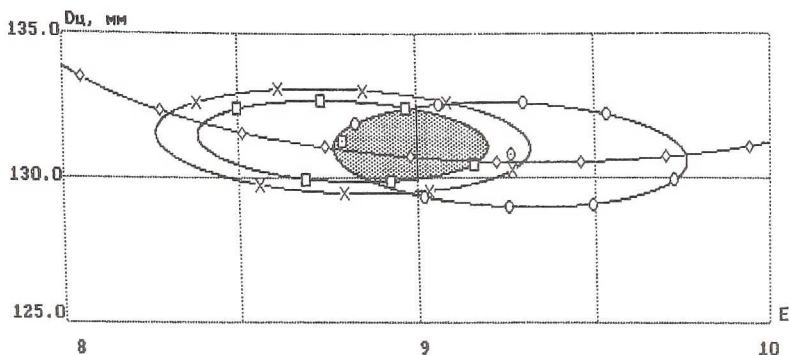
В качестве объекта проектирования был выбран поршневой двигатель, предназначенный для применения на 2-х двигательном пассажирском самолёте. Совершенство узлов и уровень заложенных параметров рабочего процесса отражают современное состояние, характерное для двигателей данного класса.

Постановка задачи проектирования формулируется следующим образом: спроектировать поршневой двигатель (выбрать параметры рабочего процесса - ϵ , $D_{ш}$, определить расчётные характеристики двигателя и его технико-экономические показатели) для самолёта классической схемы (двигатели на низкорасположенном крыле, с фюзеляжем типа монокок) и предназначенного для полёта на высоте $H_{п} = 2$ км со скоростью $V_{п} = 370$ км/час на дальность 2500 км, для перевозки коммерческой нагрузки $M_{кг} = 670$ кг (6 пасс.), двигатель рядный, без редуктора, винт неизменяемого шага.

Эффективность выполнения самолётом своих функций оценивается достаточно противоречивыми критериями: взлётной массой самолёта (M_0), суммарной массой силовой установки и топлива ($M_{сy+тп}$) и удельными затратами топлива ЛА на тонно-километр ($C_{т км}$).

Процесс проектирования ПД разбит на ряд процедур и операций. Вначале выполняется процедура многовариантного анализа согласования параметров и расчета технико-экономических показателей самолета и двигателя. При этом в исследуемой области параметров по задаваемому плану эксперимента проводится расчет определенного числа вариантов двигателя в системе самолет - двигатель. Затем выполняется процедура синтеза областей оптимальных параметров ПД. Для этого, полученные значения целевых функций аппроксимируются с помощью метода регрессионного анализа, в результате чего получают выражения, непосредственно связывающие оптимизируемые параметры и критерии эффективности. Эти выражения используются для нахождения оптимума и границ областей оптимальных параметров по рассматриваемым критериям. Под локально-оптимальной областью понимается подмножество параметров, в котором при любом их сочетании отклонения целевой функции от ее экстремального значения не превышает величины критериального допуска на основные технические данные ПД и ЛА. Область для выбора значений параметров получается как результат пересечения локально-оптимальных областей для различных критериев с учетом возможных ограничений.

В рассматриваемом примере влияние неопределенности исходных данных не учитывается, поэтому выбор значений параметров рабочего процесса производился из полученной области компромиссов с учетом целого числа цилиндров двигателя (см. рис. 2).



Критерий	Обозначение	E(opt)	Dц(opt)	Опт.зн	Зн. с уст.
Mo	—x—	8.8	131.30	2385.5353	2409.3906
Сткм	—o—	9.3	130.83	0.2313	0.2336
Мсу+м	—□—	8.8	131.30	999.9548	1009.9544
Зцил	—◇—	9.2	135.25	5.6009	6.0000

Рисунок 2 — К выбору рациональных значений параметров рабочего процесса авиационного ПД для гражданского пассажирского самолета: $H_n=2$ км, $V_n=370$ км/ч, $L_n=2500$ км, $M_{кв}=670$ кг ($n_{насс}=6$), $\Delta y=1\%$, базовый вариант исходных данных

Для окончательного выбора варианта значений параметров рабочего процесса в рамках этой области ($y = 1\%$) было рассмотрено несколько сочетаний ϵ и $D_{ц}$. К ним был применён минимаксный метод оптимальности [6], гарантирующий надёжность выбираемого оптимального решения. Для выбранных значений параметров рабочего процесса был проведён комплекс расчётов по определению всех основных технических данных ПД и ЛА. Были также определены расчётные характеристики данного проекта ПД. Полученные выходные данные двигателя и ЛА сравниваются в таблице (таблица 1) с данными аналогичных выполненных зарубежных ЛА.

Таблица 1 — Сравнение ОТД прототипов ПД и ЛА с ОТД полученными в примере

Наименование ОТД	Прототип	Проект
M_0 , кг	2495	2453
$M_{дв}$, кг	212	201,5
$N_{с\text{ вл}}$, кВт	220	242

Видно, что выходные данные, полученные в учебном проекте, не только близки к реально существующим разработкам, но даже отличаются от них в лучшую сторону по M_0 на 1,7%, по $M_{дв}$ на 5,2%, по $N_{евзл}$ на 10%. Это означает, что разработанные методы позволяют повысить эффективность проекта ПД.

Полученные в работе результаты позволяют сделать вывод, что изложенный в работе метод начального проектирования авиационных ПД с применением разработанных программных средств даёт хорошее совпадение с параметрами реальных ЛА и ПД. Следовательно, предлагаемая методика, кроме применения в учебном процессе, может быть рекомендована и в практику моторостроительных ОКБ.

Список литературы

1. Карпунин М.Г., Любинецкий Я.Г., Майданчик Б.И. Жизненный цикл и эффективность машин. - М.:Машиностроение, 1989. - 312 с.
2. Конструирование и расчет двигателей внутреннего сгорания /Под ред. Н.Х. Дьяченко. - Л.: Машиностроение, 1979. - 372 с.
3. Флоров И.Ф. Методика оценки эффективности применения двигателей в авиации. - М., 1958. - (Труды ЦИАМ №325).
4. Маслов В.Г. Теория выбора оптимальных параметров при проектировании авиационных ГТД. - М.:Машиностроение, 1981. - 127 с.
5. Теория и методы начальных этапов проектирования авиационных ГТД /В.Г.Маслов, В.С. Кузьмичев, А.Н. Коварцев, В.А. Григорьев. - Самара: СГАУ, 1996. - 147 с.
6. Боргест Н.М. Автоматизация предварительного проектирования самолетов. - Самара:СГАУ, 1992. - 92 с.
7. Маслов В.Г., Кузьмичев В.С., Григорьев В.А. Выбор параметров и проектный термогазодинамический расчет авиационных ГТД. - Куйбышев: КуАИ, 1984. - 176 с.
8. Флоров И.Ф. Методы оценки эффективности применения двигателей в авиации. - М., 1985. - (Труды ЦИАМ №1099) - 260 с.
9. Иностранные авиационные двигатели (по данным иностранной печати) /Под ред. Л.И. Соркина. - М.:ЦИАМ, 1987. - 320 с.
10. Уилкинсон Пауль. Справочник по авиадвигателям мира за 1970 год: Пер. с англ. — Куйбышев: КуАИ, 1972. — 115 с.